

진동하는 타원형 에어포일의 근접후류 특성 연구

장조원[†], 손명환*, 은희봉**

(2002년 9월 17일 접수, 2003년 1월 18일 심사완료)

An Experimental Study of the Near-Wake Characteristics of an Oscillating Elliptic Airfoil

Jo Won Chang, Myong Hwan Sohn and Hee-Bong Eun

Key Words: Elliptic Airfoil(타원형 에어포일), Reynolds Number(레이놀즈수), Near-Wake(근접후류), Phase Lag(위상 지연), Reduced Frequency(무차원 진동수), Ensemble Average(위상 평균), Turbulent Boundary Layer(난류경계층)

Abstract

An experimental study was carried out to investigate near-wake characteristics of an elliptic airfoil oscillating in pitch. The airfoil was sinusoidally pitched about the half chord point between -5° and $+25^\circ$ angles of attack at the freestream velocities of 3.4 and 23.1 m/s. The corresponding Reynolds numbers based on the chord length were 3.3×10^4 and 2.2×10^5 , respectively. A hot-wire anemometer was used to measure the near-wake flow variables at the reduced frequency of 0.1. Ensemble-averaged velocity and turbulence intensity profiles were presented to examine the near-wake characteristics depending on the Reynolds number. The axial velocity deficit in the near-wake region tends to decrease with the increase in the Reynolds number as found in many stationary airfoil tests. Turbulence intensity in the near-wake region have a tendency to decrease with the increase in the Reynolds number during the pitch-up motion, whereas it shows different feature during the pitch-down motion according to the separation characteristics.

기호설명

C : 에어포일 시위(airfoil chord)
 f : 진동주파수(frequency of oscillation)
 K : 무차원 진동수(reduced frequency)
 k_1, k_2 : 감도계수(yaw factor)
 R_N : 레이놀즈수(Reynolds number)
 t : 시간(time)

U_∞ : 자유류 속도(freestream velocity)
 u : 축방향 속도(axial velocity)
 u' : 축방향 속도요동(axial velocity fluctuation)
 α : 순간받음각(instantaneous angle of attack)
 α_0 : 평균 받음각(mean incidence angle)
 α_1 : 진동 진폭(oscillation amplitude)

1. 서론

진동하는 에어포일의 근접후류(near wake)에 관한 연구는 헬리콥터 로터, 항공기 프로펠러, 다단계 터빈 등에서 응용되는 중요한 과제이다.^(1,2) De Ruyck 과 Hirsch⁽³⁾는 진동하는 에어포일의 0.007C에서 0.2C까지의 하류위치에서 후류를 측

[†] 책임저자, 회원, 한국항공대학교 항공운항학과
E-mail : jwchang@hau.ac.kr
TEL : (02)300-0082 FAX : (02)3158-1849

* 회원, 공군사관학교 항공우주공학과

** 한국항공대학교 항공운항학과

정하였으며, 순간 속도와 난류강도에 이력 현상(hysteresis phenomenon)이 있음을 발견하였다. Park 등⁽⁴⁾은 무차원 진동수(reduced frequency)가 0.2 보다 작은 값에서 피칭 운동하는 에어포일 후류의 위상 평균 속도 및 난류강도 분포를 1축 열선 프로브를 이용하여 측정하였다. 그들은 동실속(dynamic stall)이 발생하지 않을 정도의 낮은 받음각 범위로 진동하는 에어포일의 근접후류에서 무차원 진동수 K 의 영향을 검토하였다. 무차원 진동수가 증가함에 따라 뒷진 실속이 발생하여 높은 난류강도의 영역이 급격히 확장되고 후류 두께가 급증하는 것을 볼 수 있었다. 또한 그들은 하류로 가면서 후류 분포의 위상 지연을 관찰하고 후류 중심의 주기적인 변화로부터 위상 지연을 정량화할 수 있는 가능성을 제시하였다. 이와 같은 진동하는 에어포일의 근접후류(near wake) 특성에 관한 연구는 대부분 정적 실속(static stall) 받음각보다 작은 받음각에서 수행되었으나, 최근에는 항공기 기술과 터보기계의 발전으로 높은 받음각 영역에 대한 연구의 중요성이 부각되기 시작하였다.

Ohmi 등⁽⁵⁾은 진동하는 타원형 에어포일이 무차원 진동수 K 가 0.1~1.0 구간에 있고, 레이놀즈수 R_N 이 $1.5 \times 10^3 \sim 1.0 \times 10^4$ 에서 순간받음각이 0° 에서 45° 까지 진동할 때 무차원 진동수, 레이놀즈수, 그리고 평균 받음각 등에 대한 효과를 조사하는 가시화 실험과 수치적 연구를 수행하였다. 그들은 에어포일 후류에 가장 큰 영향을 주는 파라미터를 무차원 진동수 K 라고 하고, 레이놀즈수는 다른 파라미터에 비해 영향이 작다고 하였다. 또한 Ohmi 등⁽⁶⁾은 $R_N = 1.5 \times 10^3 \sim 1.0 \times 10^4$ 에서 진동하는 NACA 0012 에어포일의 평균 받음각 효과, 진동 진폭 효과, 레이놀즈수 효과, 피칭 축과 단면형상 효과 등을 조사하는 연구를 수행하였다. 이러한 파라미터의 효과를 후류 형태와 관련지어 설명하였으며, 피칭 축의 위치가 1/2시위에서 1/3시위로 변함에 따라 후류가 parallel shedding에서 synchronized shedding으로 변한다고 하였다. 또한 피칭 진동하는 NACA 0012 에어포일이 무차원 진동수 $K=0.1, 0.5, 1.0$ 에서 레이놀즈수가 1.5×10^3 에서 1.0×10^4 까지 증가할 때 초기의 후류 발달이 가속되고, 후류가 형성될 때까지의 천이 단계가 감소되는 것을 관찰하였다.

에어포일 표면에서의 유동현상에 관한 연구는 에어포일 표면상의 유동현상이 근접후류에 직접

적인 영향을 미치므로 본 연구와 밀접적인 관계를 갖고 있다. Mueller와 Batill⁽⁷⁾은 정상 2차원 에어포일 앞진 근처에서 $R_N = 4.0 \times 10^4 \sim 4.0 \times 10^5$ 인 경우 층류 분리, 천이, 난류 재부착 등에 대하여 조사하였다. 그들은 $R_N = 4.0 \times 10^4$ 인 경우 받음각 8° 에서 앞진 분리버블(separation bubble)이 형성되며, 레이놀즈수가 증가함에 따라 난류 경계층이 생성되고 이것은 분리버블 형성을 방해한다고 하였다. McGhee와 Walker⁽⁸⁾은 $R_N = 6.0 \times 10^4 \sim 4.6 \times 10^5$ 에서 정상 에어포일(steady airfoil) 표면에 hot-films를 부착하고, 오일 유동가시화를 수행하여 층류분리와 난류재부착 위치를 찾아내었다. 에어포일의 받음각 $\alpha = 4^\circ$, $R_N = 1.0 \times 10^5$ 에서 난류 재부착선과 난류 뒷진분리선은 일정하지 않으며, $R_N = 1.0 \times 10^5$ 에서의 유동현상은 층류 분리버블에 의한 현상이 지배적이라고 하였다. Chang 등⁽⁹⁾은 NACA 4412 에어포일이 순간받음각이 -6° 에서 6° 까지 무차원 진동수 K 가 0.1로 진동하는 경우 근접후류에서 레이놀즈수에 따른 위상 평균 속도와 난류강도를 조사하였다. 그 결과 $R_N = 5.3 \times 10^4$ 인 경우의 위상평균 속도는 $R_N = 1.9 \times 10^5$ 인 경우에 비하여 속도결손의 크기와 폭이 크며, 두 레이놀즈수 사이에 서로 다른 후류특성을 나타내는 임계 레이놀즈수(critical Reynolds number)가 존재한다고 하였다.

지금까지 진동하는 에어포일 후류에 관한 연구들은 주로 평균 받음각, 진동의 진폭, 무차원 진동수 등의 영향에 관하여 집중하였으며, 레이놀즈수 효과에 대한 정량적인 실험 데이터는 아주 부족한 편이다. 이것은 무차원 진동수(reduced frequency)를 고정하고 레이놀즈수 효과를 조사하기 위하여 자유유동 속도뿐만 아니라 에어포일 진동수도 크게(약 10배정도) 변경시켜야 하는 어려움이 있기 때문이라 생각된다. 따라서 레이놀즈수에 따른 현상을 이해하고, 수치적 기법을 증명하기 위하여 자유유동 속도에 따라 에어포일을 느리게 진동시키거나 빠르게 진동시킴으로써 무차원 진동수를 고정시킨 정량적인 실험연구가 필요하다. 본 연구에서는 이론적 접근이 용이하고 공학적 응용가능성이 큰 타원형 에어포일에 대하여 무차원 진동수가 0.1이고, 에어포일의 순간받음각이 -5° 에서 25° 까지 진동할 때 근접후류(near-wake)에서의 위상평균 속도와 난류강도를 측정하여, 레이놀즈수가 근접후류에 미치는 영향을 조사하였다.

2. 실험장치 및 방법

본 연구는 사각단면의 시험부를 갖는 아음속 풍동(시험부 규격 : 0.9m×0.9m×2.1m)에서 수행하였다. 본 연구에서 사용한 모델은 장축과 단축의 비가 5:1이고, 상·하, 전·후로 대칭인 단면을 갖는 캠버가 없는 타원형 에어포일이다. 이러한 모델의 시위길이(chord length)는 150mm, 최대두께는 30mm, 스패(span)는 900mm이며, 에어포일 모델의 가로세로비(aspect ratio)는 6.0이다. 모델 재질은 알루미늄 합금이며, 에어포일 표면은 아노다이징(anodizing)처리 하였다.

본 연구에서 사용한 열선 프로브와 열선 풍속계는 Dantec사의 2축 Hot-film 프로브(55R51)와 StreamLine system이다. 데이터 획득 하드웨어는 MetraByte사에서 제작한 DAS1601을 사용하였으며, 2축에서 비정상 데이터를 동시에 획득할 수 있도록 Simultaneous Sample & Hold board (SSH-4A)를 사용하였다. 시험부의 자유유동 속도 U_∞ 는 3.4 m/sec와 23.1 m/s이며, 이때 자유유동의 난류강도는 각각 약 0.3%정도이었다. 이러한 자유유동 속도 U_∞ 에 대한 시위 레이놀즈수(chord Reynolds number)는 각각 3.3×10^4 과 2.2×10^5 이다.

순간받음각은 크랭크-커넥팅 로드를 연결하여 1/2 시위를 중심으로 진동되도록 하였다. 날개의 주기적인 진동으로 인한 순간받음각의 변화는 다음과 같다.

$$a(t) = a_0 + a_1 \sin 2\pi ft \quad (1)$$

평균 받음각 a_0 와 진동 진폭 a_1 은 각각 10° 와 15° 로 정하여, 에어포일이 $-5^\circ \sim 25^\circ$ 사이에서 진동하도록 하였으며, 진동주파수 f 는 0.7Hz, 5Hz를 선택하였다. 진동하는 에어포일 주위 유동에 관한 연구에서 비정상 상태를 나타내는 무차원 진동수 K 는 $\pi f C / U_\infty$ 로 정의되는 무차원 비정상 상사변수(unsteady similarity parameter)이며, 이는 두 가지 time scales의 비를 의미한다. 하나는 피칭 운동에 의한 것($1/2\pi f$)이고, 다른 하나는 자유유동 속도에 의한 것($C/2U_\infty$)이다. 본 연구에서는 자유유동 속도를 증가시킨 경우 에어포일을 빠르게 진동시켜 무차원 진동수 K 를 0.1로 고정하였다⁹⁾. 본 실험에서 사용한 2축 hot-film 프로브(X형태: 55R51)의 전형적인 감도계수(yaw factor)

k_1 과 k_2 값은 속도보정과 방향보정 실험을 수행하여 각각 0.35, 0.30 값을 구하였다.

각 열선의 출력은 0.08 kHz와 0.8 kHz의 정보 획득률(sampling rate)로 8,192개의 데이터를 받았다. 따라서 한 측정지점에서 약 71주기(또는 51주기)동안 측정하였으며, 이를 3회(또는 4회) 반복 측정하여 $N=200$ 횟수만큼 위상평균(ensemble average)하였다. 난류강도(turbulence intensity)는 X방향 속도요동(velocity fluctuation)의 r.m.s 값을 구해 다음과 같이 구하였다.

$$\text{난류강도} = \frac{\sqrt{\overline{u'^2}}}{U_\infty} \times 100(2)$$

본 연구에서 사용한 좌표계는 Chang 등⁹⁾에서와 마찬가지로 주 유동 방향이 X축, 그리고 X축의 수직 윗방향이 Y축이며, 원점은 에어포일의 받음각이 0° 인 경우 에어포일 뒷전 위치이다. 후류 측정위치는 $X/C=0.2, 0.5, 1.0$ 세 곳이며, 각각의 측정위치에서 Y축 방향으로 $Y/C=-0.587 \sim 0.573$ 까지 후류가 존재하는 중심위치 근방에서는 2mm의 수직 간격으로, 그 외는 4mm의 수직 간격으로 자동이송장치(traverse system)를 이용하여 측정하였다.

본 연구에서 장시간 실험에 따른 온도변화는 $\pm 3.4^\circ\text{C}$ 이었으며, 이에 따른 온도보상을 Kanevce and Oka¹⁰⁾의 방법으로 해주었다. 한편 측정 위치의 오차는 $\pm 0.005\text{mm}$ 이내, 순간받음각의 오차는 약 $\pm 0.1^\circ$ 이내에 있으며, 자유유동속도 U_∞ 는 약 2.0%이내의 속도분포를 갖고 있다. 또한 본 연구에서 측방향 속도(streamwise velocity)의 불확실성(20:1 odds)은 2축 hot-film 프로브의 유동각에 따른 감도 문제를 포함하여 약 2.0%이다. 특히 타원형 에어포일이 pitch-down 중일 때 높은 순간받음각의 데이터는 열선풍속계로 측정이 곤란한 역방향 유동이 발생하여 불확실성이 높으므로 본 논문의 결과 데이터로 제시하지 않았다.

3. 결과 및 토의

본 연구에서는 타원형 에어포일이 순간받음각 -5° 에서 25° 까지 무차원 진동수 $K=0.1$ 로 진동하는 경우 근접후류(near wake)에서 레이놀즈수에 따른 위상평균(ensemble averaged) 측방향 속도와 난류강도 등을 측정하였다. 에어포일의 pitch-up 및 pitch-down 운동을 정의하면, 에어

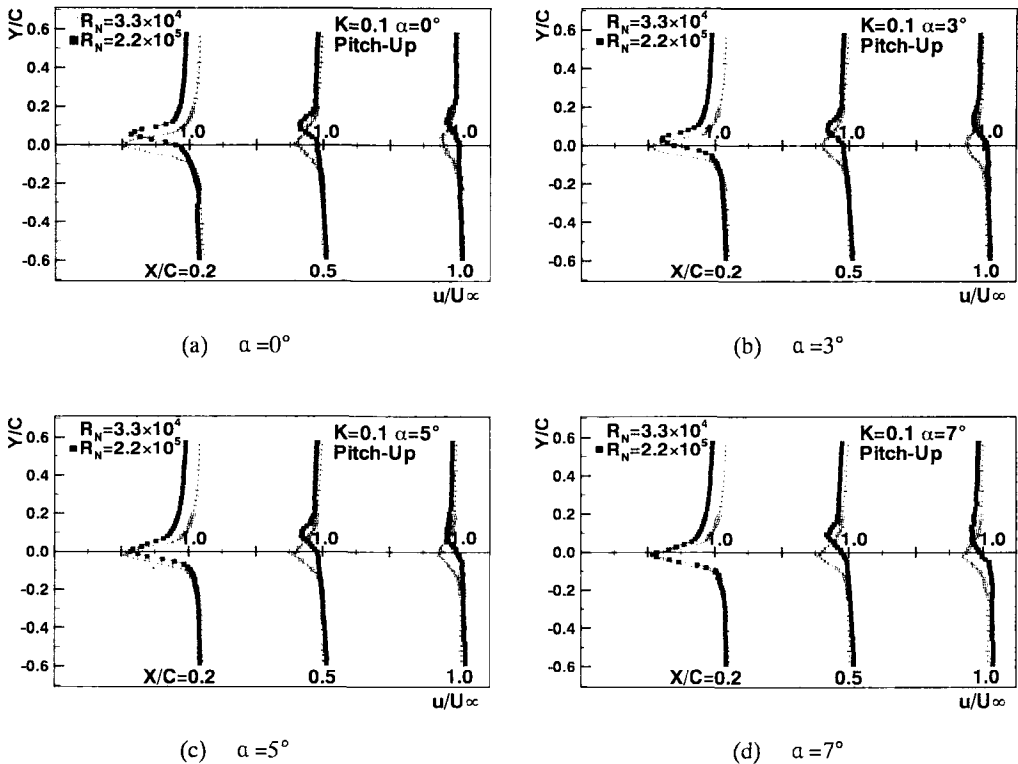


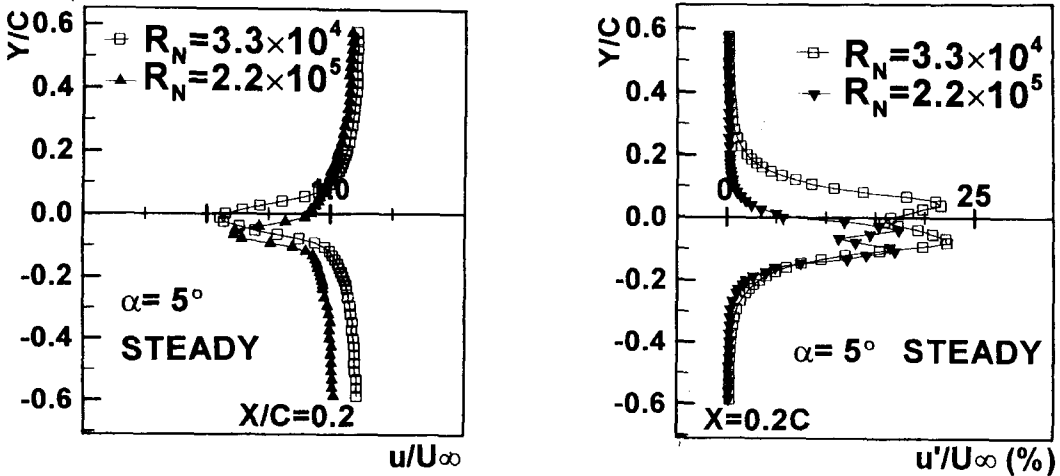
Fig. 1 Streamwise velocity profiles during the pitch-up motion

포일이 pitch-up중일 때는 에어포일 앞전(L.E.)이 +Y방향으로 움직이고, pitch-down중일 때는 에어포일 앞전(L.E.)이 -Y방향으로 움직인다.

Fig. 1은 에어포일이 pitch-up중일 때(순간받음각의 증가) 순간받음각 $\alpha=0^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 7^\circ$ 에서 레이놀즈수에 따른 무차원 위상평균 축방향속도 (u/U_∞)를 나타낸 것이다. 에어포일이 pitch-up중일 때의 후류 중심의 위치는 레이놀즈수에 따라 변하지만, 후류 두께는 유사하다는 것을 알 수 있다. 그러나 하류로 갈수록 에어포일의 속도결손은 확산으로 인하여 회복된 속도분포를 나타내고 있다.

진동하는 에어포일 후류에서의 측정된 데이터 값은 에어포일이 진동하는 경우의 순간받음각이므로 에어포일의 순간받음각보다 더 이전의 위상각에서 측정된 데이터 값을 나타낸다. 그러므로 에어포일이 pitch-up중일 때의 실제 받음각은 위상 지연 때문에 순간받음각보다 작은 경우를 나타낸다. Park 등⁽⁴⁾은 위상각 변화에 따른 후류중심의 Y좌표를 구하여 에어포일의 성형적 변화(sinusoidal pitching motion)에 대한 위상지연 각

을 정량적으로 구하였다. 그들은 위상지연(phase lag)은 $X/C=0.15$ 값 이상인 근접후류에서 유동구조가 일정한 대류속도를 갖고, 무차원 진동수가 증가함에 따라 대류속도가 증가한다고 제안하였다. 따라서 위상지연을 정확히 구하기 위해서는 무차원 진동수에 따른 대류속도를 각각의 하류위치마다 구하여야 한다. 본 연구는 $K=0.1$ 인 경우 후류의 대류 속도를 대략적으로 Park 등⁽⁴⁾이 가정한 $0.6 U_\infty$ 로 가정하여 0.2C와 0.5C, 1.0C의 위치에서 위상 지연 효과를 보정한 실제 받음각을 구하였다. 순간받음각 $\alpha=0^\circ$ 에서 $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우 0.2C, 0.5C, 1.0C위치에서의 위상 지연을 보정한 실제 받음각은 각각 약 $-0.5^\circ, -1.5^\circ, -2.9^\circ$ 정도이며, $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 실제 받음각은 각각 약 $-0.6^\circ, -1.7^\circ, -3.1^\circ$ 정도가 된다. 이와 같이 시험부의 자유유동속도 U_∞ 가 다른 경우에도 무차원 진동수(reduced frequency) K 를 일정한 값 0.1로 고정하였기 때문에 같은 하류위치에서의 레이놀즈수에 따른 실제 받음각은 서로 유사한 받음각을 갖는다.



(a) Streamwise velocity profiles (b) Turbulence intensity profiles
Fig. 2 Streamwise velocity and turbulence intensity profiles at stationary airfoil

(a)인 경우, 각 하류위치에서의 에어포일의 순간 받음각은 0°를 나타내지만 에어포일이 pitch-up중이므로 각 하류에서의 속도분포의 실제 받음각은 음(-)의 받음각이며, 이때 발생한 속도분포이다. 레이놀즈수 $R_N=3.3 \times 10^4$ 에서 에어포일의 단면의 대칭성으로 인하여 축방향 속도분포가 X축(Y=0)을 기준으로 대칭인 상태를 나타내고 있다. 이와 같이, K가 충분히 작은 경우의 에어포일 후류에서의 축방향 속도는 정지된 에어포일과 유사하여 거의 준정상 상태(quasi-steady state)라 볼 수 있다. $\alpha=0^\circ$ 에서 레이놀즈수 $R_N=3.3 \times 10^4$ 과 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 각각 0.1° ~ 0.2° 정도의 순간받음각 오차를 포함하고 있다.

에어포일의 순간받음각 $\alpha=0^\circ$ 에서 5°까지의 범위에서 속도결손의 크기는 레이놀즈수가 3.3×10^4 에서 2.2×10^5 으로 증가함에 따라 감소하는데, 이것은 작은 진폭으로 진동하는 NACA 4412 에어포일의 근접후류에서 레이놀즈수가 미치는 영향을 조사한 연구결과⁽⁹⁾와 동일하다. 이러한 레이놀즈수에 따른 유동현상은 에어포일의 pitch-up 운동이 에어포일 윗면에서의 유동을 표면에 부착되도록 하기 때문에 속도결손이 크지 않고 후류두께가 얇다는 것을 추정할 수 있다. 순간받음각 $\alpha=7^\circ$ 에서 $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우 실제 받음각은 0.2C, 0.5C, 1.0C 등의 위치에서 각각 약 5.9°, 4.6°, 2.4° 정도이며, $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 실제 받음각은 각각 약

5.9°, 4.5°, 2.2° 정도가 된다. 0.2C에서의 속도결손은 에어포일의 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 순간받음각이 증가함(pitch-up)에 따라 증가하여 순간받음각 7°에서는 $R_N=3.3 \times 10^4$ 에서의 속도결손과 유사하게 나타나고 있다. 그러나, 순간받음각 7°인 경우 0.5C와 1.0C위치에서 레이놀즈수에 따른 후류위치는 후류가 확산됨에 따라 서로 일치하지 않고 있다. 이와 같이 에어포일이 pitch-up중일 때 속도분포는 순간받음각과 레이놀즈수가 증가함에 따라 후류의 커다란 변화가 발생하지 않는다는 것을 알 수 있다. 이것은 에어포일이 pitch-up중일 때 윗면에서의 유동은 표면에 부착^(11,12)되므로 에어포일 전 영역에 걸쳐 분리현상이 발생하지 않았기 때문이라 생각된다.

Fig. 2는 에어포일이 정지하였을 때(stationary airfoil) 받음각 5°에서 레이놀즈수에 따른 무차원 평균속도(u/U_∞)와 축방향 난류강도(u'/U_∞)를 나타낸 것이다. 정상상태 근접후류에서의 속도결손은 레이놀즈수 증가에 따라 감소하는 경향을 나타내고 있으며, 난류강도 또한 레이놀즈수 증가에 따라 감소하고 있다. Arena와 Mueller⁽¹³⁾는 에어포일의 받음각 증가에 따라 분리점과 재부착점사이의 영역인 분리버블(separation bubble)은 정체점 쪽으로 이동하고, 레이놀즈수 감소에 따라 자유 전단층(free shear layer)의 층류 부분이 감소한다고 하였다. 또한 레이놀즈수가 충분히

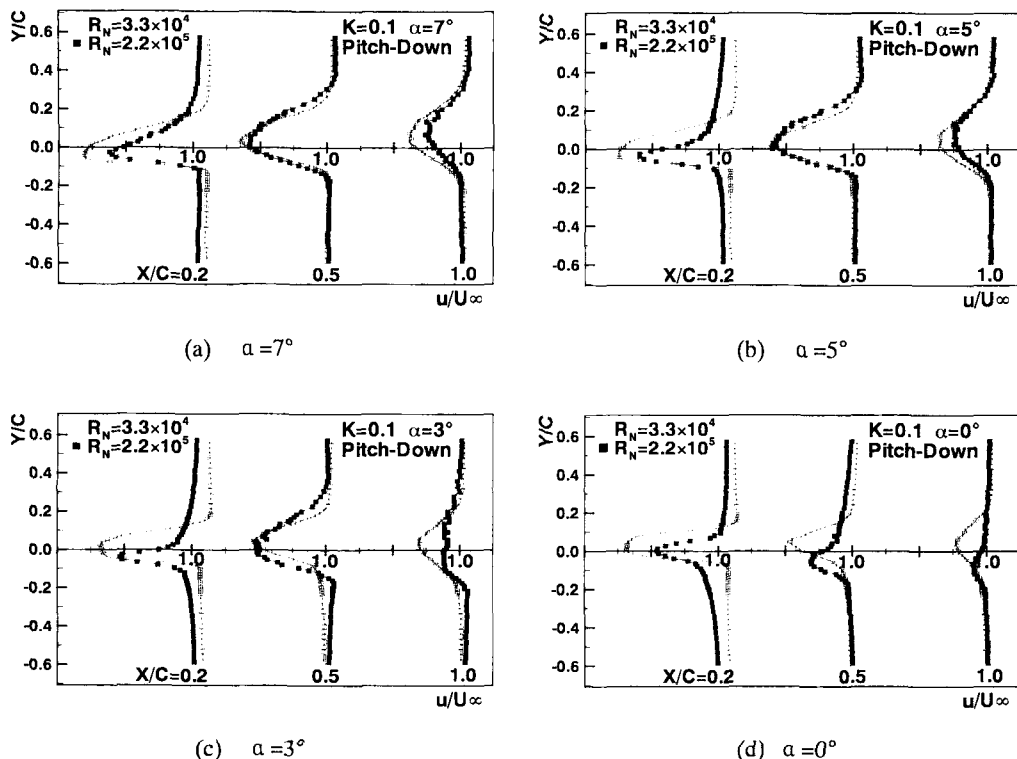


Fig. 3 Streamwise velocity profiles during the pitch-down motion

증가한다면 천이점(transition point)은 앞전 쪽으로 이동하여 층류 분리점을 지나게 되어 난류 경계층을 형성하며, 난류 경계층이 버블의 형성을 억제하게 되는 임계 레이놀즈수(critical Reynolds number)가 존재한다고 언급하였다. 본 연구에서도 속도 분포와 난류강도 분포는 레이놀즈수에 따라 다르게 나타나고 있어 서로 다른 유동현상이 에어포일 표면에 존재한다고 볼 수 있다.

에어포일이 정지하였을 때 속도와 난류강도 분포는 진동하는 에어포일 후류에서의 분포와는 정확하게 일치하지는 않지만, 기존의 연구^(14,15)에서 관찰된 바와 같이 유동이 에어포일 표면에서 부착되는 경향을 갖는 pitch-up중일 때와 유사한 분포를 갖는다. 또한 정지된 받음각 $\alpha=5^\circ$ 에서 후류중심(wake center)의 위치는 레이놀즈수 증가에 따라 아래방향으로 이동함을 볼 수 있다.

Fig. 3은 에어포일이 pitch-down중일 때(순간 받음각이 감소할 때) 순간받음각 $\alpha=7^\circ, 5^\circ, 3^\circ, 0^\circ$ 에서 레이놀즈수에 따른 무차원 위상평균 속도분포를 나타낸 것이다. 에어포일이 pitch-down중일 때의 속도결손의 크기와 영역은 pitch-up중일 때

와 달리 레이놀즈수가 증가함에 따라 현저하게 다른 현상을 나타내고 있다. 따라서 축방향 속도 분포가 에어포일이 진동할 때 순간받음각이 서로 같더라도 레이놀즈수에 따라 차이가 크게 난다는 것은 레이놀즈수에 따라 서로 다른 구조를 갖는 유동현상의 존재를 의미한다. 에어포일 후류에서의 데이터는 에어포일이 pitch-down중일 때 위상지연 때문에 순간받음각은 7° 인 경우보다 큰 경우를 나타낸다. 따라서 본 연구에서의 축방향 속도결손의 크기 및 폭은 에어포일의 진동 진폭이 15° 로 크고 평균받음각이 0° 가 아니기 때문에 진동 방향에 따라(각각의 하류위치에서 위상지연을 보정한 실제받음각은 서로 다르다.) 그 차이가 심하게 된다.^(16,17) 레이놀즈수에 따른 에어포일의 근접후류에서의 속도결손 차이는 낮은 받음각에서 에어포일의 진동방향이 pitch-down중일 때 심하게 나타난다. 이것은 에어포일상의 유동은 날개가 pitch-down중일 때 유동이 더 많이 교란되고 난류가 심하다는 것을 관찰⁽¹⁴⁾한 바와 같이 에어포일 표면에서 흐름이 순간적으로 떨어지며, 이때 레이놀즈수는 에어포일경계층에 상당한 영향을 미치기 때문

이다. 따라서 에어포일이 pitch-down중일 때의 후류두께와 유동모양은 정지된 에어포일과 다르고, 레이놀즈수 효과는 에어포일이 pitch-down중일 때 아주 두드러지게 나타난다.

에어포일이 pitch-down중일 때 순간받음각 7° 에서 $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우 실제 받음각은 0.2C, 0.5C, 1.0C 등의 위치에서 위상지연을 보상하면 각각 약 7.9° , 9.3° , 11.8° 정도이며, $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 실제 받음각은 각각 약 7.9° , 9.4° , 12.0° 정도가 된다. 받음각이 큰 경우 에어포일에서의 분리는 경계층의 특성에 관계없이 앞전에서 발생하므로 레이놀즈수에 민감하지 않다. 특히, 0.2C에서 2.2×10^5 인 경우의 속도결손은 $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우보다 작지만, 난류강도 분포(Fig. 6 참조)는 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우가 3.3×10^4 인 경우보다 크다는 것을 알 수 있다. 즉 에어포일이 pitch-down중일 때 속도결손은 R_N 이 증가함에 따라 감소하는 경향을 나타내지만, 난류강도는 에어포일 표면에서의 경계층분리 특성에 따라 다르게 나타난다.

순간받음각 3° 에서 pitch-down중인 (c)에서 $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우 실제받음각은 0.2C, 0.5C, 1.0C 등의 위치에서 각각 약 3.9° , 5.2° , 7.6° 정도이며, $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 실제받음각은 각각 약 3.9° , 5.4° , 7.9° 정도가 된다. 0.2C위치(실제 받음각 3.9°)에서 에어포일 전 영역(entire airfoil)에 걸친 분리(separation)현상은 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 속도결손과 후류 두께로부터 발생하지 않았다는 것을 유추할 수 있지만, $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우 속도결손이 크고 후류 두께가 두꺼운 것으로부터 에어포일 전 영역에 걸쳐 유동분리(층류경계층 분리와 추정됨)가 발생하였다는 것을 유추할 수 있다. 이것은 Ohmi 등⁽⁵⁾이 $R_N=1.5 \times 10^3 \sim 1.0 \times 10^4$ 에서 진동하는 NACA 0012 에어포일의 R_N 효과는 다른 파라미터에 비해 영향이 작다고 제시한 결과와 일치하지 않는다. 그들은 R_N 이 임계 레이놀즈수까지 미치지 못하는 범위에서 연구를 수행했기 때문이라 생각되지만, 원인을 보다 분석적으로 규명하기 위해서는 에어포일 표면에서의 경계층 분리현상을 자세히 조사하여야 한다. 0.5C위치에서의 후류 두께는 두 레이놀즈수 경우 모두 두껍다는 것을 알 수 있는데, 이것은 실제 받음각이 약 5.4° 로 증가함에 따라 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우에서도 에어포일 전 영역에 걸친 분리현상이 발생하였음을 의미한다.

또한, 순간받음각 $\alpha=0^\circ$, $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우 실제 받음각은 각각 약 1.0° , 2.2° , 4.4° 정도이며, $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 각각 약 0.9° , 2.2° , 4.5° 정도가 된다. $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 0.5C와 1.0C에서 속도결손이 작고 후류 두께도 작은 것을 알 수 있는데, 이는 에어포일상에서 난류경계층 분리가 발생하였거나 유동분리(flow separation) 현상이 실제 받음각의 감소로 인해 발생하지 않았음을 유추할 수 있다. 한편, $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우 속도결손은 크기가 크고 후류 두께도 두꺼운데, 이것은 에어포일 표면에서의 층류경계층 분리 또는 경계층 두께의 증가로 추정되지만 정확한 분석을 위해서는 에어포일 표면에서의 유동현상을 조사하는 추가적인 실험을 수행하여야 한다.

한편, 속도결손의 폭은 하류위치가 0.2C에서 1.0C로 이동함에 따라 Park 등⁽⁴⁾의 연구결과와 마찬가지로 확산되어 증가된다. 또한 속도분포는 하류위치(X/C)에 따라 형태가 다르게 나타나는데, 이것은 레이놀즈수와 위상 지연 등에 기인한 것으로 참고문헌⁽⁴⁾에서 관찰된 현상과 유사하다. Chang과 Park^(14,15)은 날개가 큰 진폭으로 pitch-up중일 때 유동이 날개 표면에 잘 부착되고 난류강도가 심하지 않은 것을 관찰하였으며, 반면에 에어포일이 pitch-down중일 때 교란이 심하다는 것을 관찰하였다. 이와 같이 에어포일이 pitch-down중일 때에 유동분리는 정상 또는 비정상 에어포일 윗면에서의 유동구조를 파악하는 연구결과들로부터 pitch-up중일 때에 비하여 유동분리 현상이 심하다는 것을 확인할 수 있으며, 속도결손의 크기와 폭이 크게 증가하는 것으로 판단된다. 이와는 달리 에어포일이 pitch-up중일 때 윗면에서의 유동에서 부착상태가 되는 것을 알 수 있으며, 이로 인하여 속도결손의 크기와 영역은 작아지게 된다는 것을 볼 수 있다. 따라서 같은 순간받음각에서 진동 방향에 따라 다른 축방향 속도분포를 나타내고, 이는 에어포일 주위 유동장에 이력현상으로 나타난다.

Fig. 4는 진동하는 에어포일의 순간받음각이 3° 와 -3° 일 때 레이놀즈수에 따른 무차원 축방향속도(u/U_∞)를 나타낸 것이다. (a)에서는 에어포일이 pitch-up운동을 하며, 이와 대칭적인 운동을 하는 (b)에서는 pitch-down운동을 하게 된다. 따라서 (a)와 (b) 경우 에어포일은 X축(Y=0)을 기준으로 대칭적인 순간받음각을 갖고 있다. 이러한 경우 축방향 속도분포는 에어포일의 단면 및 순간받음각

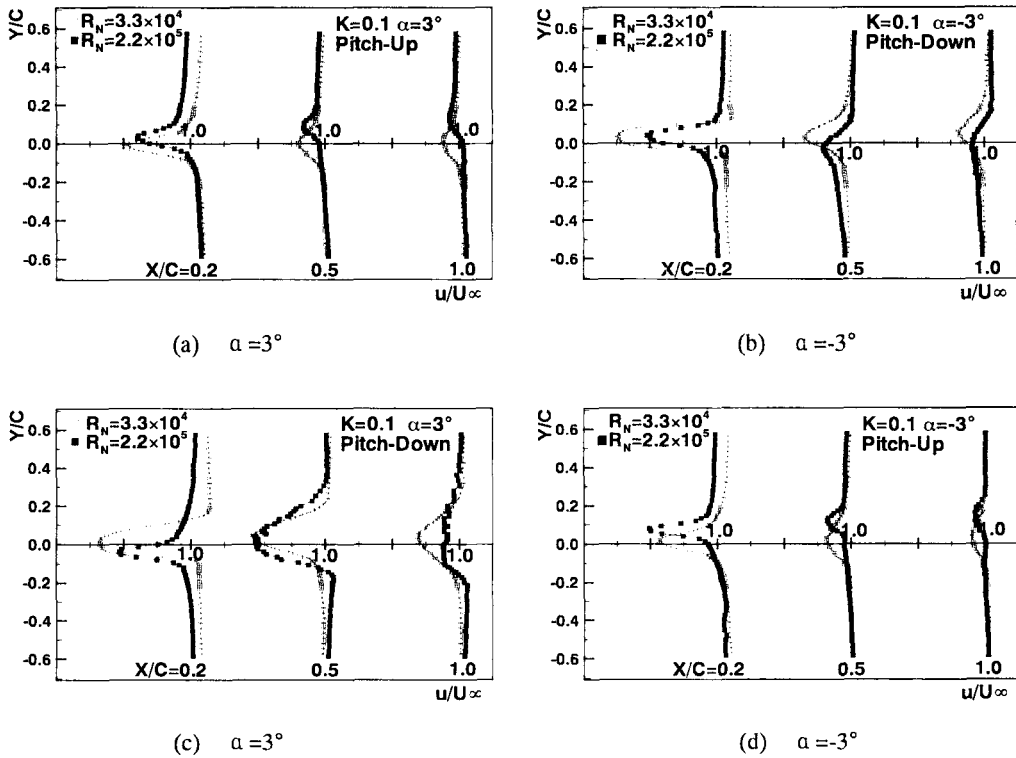


Fig. 4 Streamwise velocity profiles during the oscillation motion

의 대칭으로 인하여 대칭형태를 나타내야 하지만, 평균 받음각이 0°가 아니기 때문에 대칭형태를 나타내지 못하고 있다. 즉, 에어포일은 순간받음각 -5°에서 25°까지 진동하므로 +Y방향의 최대 순간받음각은 크고, -Y방향의 최대 순간받음각은 작다.

본 연구는 K=0.1인 경우 후류의 대류 속도를 대략적으로 Park 등⁽⁴⁾이 가정한 0.6 U_∞로 가정하여 0.2C와 0.5C, 1.0C 등의 위치에서 위상 지연 효과를 보정한 실제받음각을 구하였다. 순간받음각 3°에서 pitch-up 중인 (a)에서 R_N=3.3×10⁴인 경우 실제 받음각은 각각 약 2.1°, 0.3°, -0.9° 정도이며, R_N=2.2×10⁵인 경우 실제 받음각은 각각 약 2.1°, 0.9°, -1.0° 정도가 된다. 순간받음각 -3°에서 pitch-down 중인 (b)에서 실제 받음각은 각각 약 -2.4°, -1.6°, 0.1° 정도이며, R_N=2.2×10⁵인 경우 각각 약 -2.4°, -1.4°, 0.6° 정도가 된다. 따라서 순간받음각에 따른 각하류 위치에서의 축방향 속도분포는 위상 지연을 보정한 실제 받음각으로 어느 정도 추정될 수 있다.

(c)와 (d)인 경우도 피칭운동의 평균 받음각이 0°가 아니기 때문에 NACA 0012 에어포일로 실험한 기존의 연구결과⁽¹⁶⁾에서와 같은 대칭흐름 현

상을 관찰할 수 없다. 한편 각 하류 위치에서의 축방향 속도분포는 에어포일 뒷면이 pitch-down의 상황에 처하는 (c)의 경우 아주 다른 양상을 나타내고 있다. 순간받음각 3°에서 pitch-down 중인 (c)에서 R_N=3.3×10⁴인 경우 실제 받음각은 각각 약 3.9°, 5.2°, 7.6° 정도이며, R_N=2.2×10⁵인 경우 실제 받음각은 각각 약 3.9°, 5.4°, 7.9° 정도가 된다. 특히 0.2C위치에서 속도결손은 레이놀즈수에 따라 차이가 심하게 나타나는데, 이것은 실제받음각 3.9°에서 R_N=3.3×10⁴인 경우 층류경계층 분리 현상이 발생하지만, R_N=2.2×10⁵인 경우에는 난류경계층 분리현상이 발생하였기 때문이라고 추정된다. 이러한 현상으로부터 참고문헌[9]에서 언급한 임계 레이놀즈수의 범위가 R_N=3.3×10⁴~2.2×10⁵라는 것을 알 수 있다. 또한 0.5C위치에서 속도결손은 R_N에 따라 아주 유사하게 나타나는데, 이것은 R_N=2.2×10⁵인 경우 실제받음각 5.4°에서는 에어포일 앞전(L.E.)에서부터 시작된 분리가 발생하였기 때문임을 추정할 수 있다. 따라서 본 연구에서 진동하는 에어포일 하류위치에서의 후류특성은 진동방향과 R_N에 따라 층류 또는

난류경계층 분리현상이 발생하는 각각의 실제받음각이 존재하고, 위상지연으로 인해 각각의 하류위치에서 실제받음각이 다르다는 것을 알 수 있다. 그러므로 에어포일 후류에서의 레이놀즈수에 따른 흐름현상은 경계층분리 특성(분리가 발생하지 않는 경우와 앞전에서 분리가 발생하는 경우 포함)에 따라 다르게 나타난다. 순간받음각 -3° 에서 pitch-up 중인 (d)에서 실제 받음각은 $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우 각각 약 -3.4° , -4.0° , -4.7° 정도이며, $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우도 각각 -3.4° , -4.0° , -4.7° 정도가 된다. (c)와 (d)의 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 0.2C위치에서 속도분포는 X축을 기준으로 대칭 유동현상을 관찰할 수 있는데, 이러한 후류특성은 평균 받음각이 0° 가 아니라 할지라도 순간받음각이 작기 때문이다. 0.5C이후의 속도분포는 X축을 기준으로 대칭 현상을 관찰할 수 없으며, 속도분포가 0.2C의 분포에 비하여 상당히 다르다. 이것은 (c)의 0.5C와 1.0C에서의 실제받음각($R_N=3.3 \times 10^4$ 에서 5.2° , 7.6° , 2.2×10^5 에서 5.4° , 7.9°)에서 에어포일 전 영역에 걸친 분리현상이 발생하였기 때문이다. 따라서 본 연구의 결과로 7° 이하의 작은 순간받음각의 속도분포를 제시하였다 하더라도, 후류두께는 에어포일이 양(+)의 받음각에서 pitch-down 중인 경우 위상지연을 보성한 실제 받음각은 크게 되므로 두꺼워진다. 그러나 (d)에서의 속도결손은 아주 작은 것을 관찰할 수 있는데, 이것은 0.5C와 1.0C에서의 실제받음각(-4.0° , -4.7°)에서는 -5° 에서 pitch-up되므로(에어포일의 +Y방향 최대받음각이 5° 인 경우 최대 받음각 5° 에서 pitch-down운동하는 경우와 동일한 상황) 에어포일 전 영역에 분리가 발생하지 않은 유동이라 추정된다. 즉 $R_N=2.2 \times 10^5$ 가 임계 레이놀즈수보다 크거나 실제받음각이 작다는 것을 의미한다. 따라서 이러한 속도분포 차이는 진폭 차이에 기인하여 나타나며, 에어포일 하류에서의 유동은 위상 지연으로 인해 현재 순간받음각 이전의 받음각에서의 유동현상으로부터 영향을 받는다.

Fig. 5는 에어포일이 pitch-up중일 때(순간받음각 증가)의 순간받음각 $\alpha=0^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 7^\circ$ 에서 레이놀즈수에 따른 축방향 난류강도(u'/U_∞)를 나타낸 것이다. 에어포일이 pitch-up중일 때의 난류강도는 모든 순간받음각에서 레이놀즈수가 증가함에 따라 정지된 에어포일의 난류강도(Fig. 2 참조)에서와 마찬가지로 감소한다. 이러한 난류강도 분포와

Fig. 1의 속도분포의 분석으로 진동하는 에어포일 후류에서의 유동 특성은 레이놀즈수 증가에 따라 변화되고, 이것은 앞전근처에서의 난류경계층 증가와 밀접한 관계가 있다고 할 수 있다.

0.2C위치에서 난류강도는 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 순간받음각이 증가함에 따라 증가하는 경향을 나타내며, 순간받음각 7° 에서의 난류강도는 $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우와 유사한 크기와 폭을 갖는다. 그러나 0.5C, 1.0C위치에서의 난류강도는 레이놀즈수가 증가함에 따라 크게 감소하는 것을 알 수 있는데, 이는 두 레이놀즈수 사이에 서로 다른 에어포일표면에서의 유동현상이 발생하였음을 알 수 있다. 순간받음각 7° 인 경우 실제 받음각은 0.5C, 1.0C위치에서 약 4.5° , 2.2° 정도이다. 난류강도 분포는 참고문헌^(12,15)에서와 같이 두 개의 최고치를 나타내는 쌍봉(double peaks) 모양을 나타내는데, 이것은 에어포일 윗면과 아랫면에서 발달된 경계층(boundary layer)을 나타낸다. 특히, 하류 1.0C위치에서 난류강도 분포는 $R_N=3.3 \times 10^4$ 인 경우에 쌍봉(double peaks) 모양이지만, $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우에는 혼합(mixing)으로 인해 하나의 최고치를 나타내는 단봉(single peak) 모양을 하고 있다.

Fig. 6은 에어포일이 pitch-down중일 때(순간받음각 감소)의 순간받음각 $\alpha=7^\circ, 5^\circ, 3^\circ, 0^\circ$ 에서 레이놀즈수에 따른 난류강도(u'/U_∞)분포를 나타낸 것이다. 순간받음각이 7° 인 경우 난류강도는 레이놀즈수가 증가함에 따라 Fig. 5에서와 달리 증가하였으며, 반면에 속도결손은 에어포일이 pitch-down중일 때 감소하였다(Fig. 3 참조). 이와 같은 속도결손이 감소되는 유동현상은 에어포일이 pitch-down중일 때 활발한 혼합(better mixing)때문임을 추정할 수 있다.

순간받음각 3° 인 경우, 0.2C위치에서의 난류강도는 Fig. 3의 속도분포에서와 마찬가지로 레이놀즈수가 증가함에 따라 감소하는 경향을 나타내고 있다. 0.2C위치에서 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 난류강도의 폭은 에어포일 표면에서 난류경계층 분리가 발생하여 상당히 얇아진다(실제 받음각 3.9°). 그러나 0.5C위치에서는 난류강도는 상당히 넓은 폭의 분포를 가지고 있는데, 이는 실제 받음각이 약 5.4° 로 증가함으로써 인해 에어포일 전 영역(entire airfoil)에 걸쳐 유동 분리현상이 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우에서도 발생하였기 때문이라

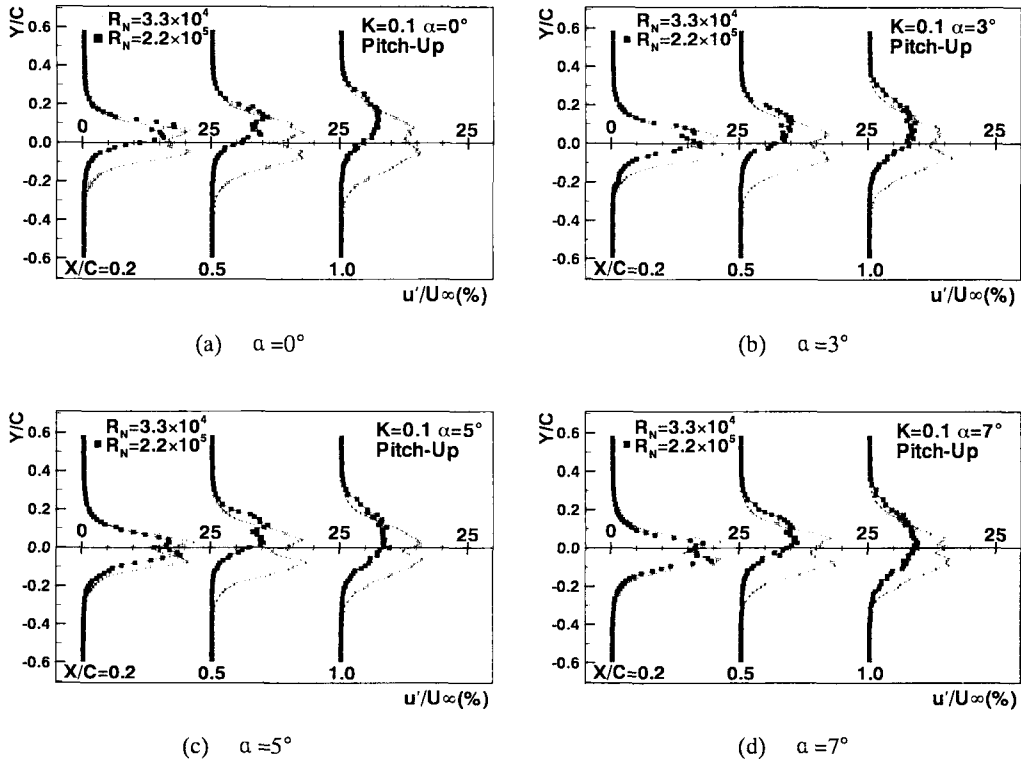


Fig. 5 Turbulence intensity profiles during the pitch-up motion

판단된다. 따라서 앞전에서부터 시작된 분리가 발생한 경우 난류강도는 레이놀즈수가 증가함에 따라 증가하지만, 속도결손은 감소하는 경향을 나타낸다. 에어포일이 pitch-down중일 때인 (c)에서 1.0C위치에서의 난류강도는 레이놀즈수에 따라 차이가 거의 없지만, 에어포일이 pitch-up중일 때(Fig. 5 참조) 난류강도는 레이놀즈수에 따라 차이가 심하다.

Fig. 7은 진동하는 에어포일의 순간받음각이 3° 와 -3° 일 때 레이놀즈수에 따른 근접후류에서의 난류강도 분포를 나타낸 것이다. 난류강도는 에어포일의 진동 진폭이 크고, 평균 받음각이 10° 이기 때문에 진동 방향에 따라 그 차이가 심하고, (a)와 (b)인 경우 서로 대칭 형태를 나타내지 못하고 있다. 순간받음각 3° 에서 pitch-up 중인 (a)에서 실제 받음각은 $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 0.2C, 0.5C, 1.0C위치에서 각각 약 2.1° , 0.9° , -1.0° 정도이며, 순간받음각 -3° 에서 pitch-down 중인 (b)에서 실제 받음각은 각각 약 -2.4° , -1.4° , 0.6° 정도가 된다. 이와 같이 실제 받음각이 작은 경우의 난류강도는 진동하는 에어포일의 근접후류에서 정지된 에어포일에서와 같

이 레이놀즈수가 증가함에 따라 감소한다.

한편 에어포일 윗면이 $-Y$ 방향으로 움직이는 (c)의 경우 난류강도 분포는 각 하류위치에서 레이놀즈수에 따라 서로 다른 난류강도 분포의 폭과 크기를 나타내고 있다. 이것은 위상지연을 보상한 실제 받음각이 0.2C와 0.5C, 1.0C위치 등의 하류위치에서 다르기 때문이다. (c)에서 실제 받음각은 $R_N=2.2 \times 10^5$ 경우 각각의 위치에서 약 3.9° , 5.4° , 7.9° 정도가 된다. 특히 0.2C위치에서의 난류강도는 레이놀즈수에 따라 그 차이가 심한데, 이것은 실험한 두 레이놀즈수가 임계 레이놀즈수 전·후의 영역에 놓여 있기 때문이다. 한편 0.2C위치에서의 난류강도는 크기가 작고 폭이 아주 얇지만, 0.5C위치에서의 난류강도는 레이놀즈수 증가에 따라 증가하는 것을 알 수 있다. 따라서 에어포일 전영역에서의 유동분리는 $R_N=2.2 \times 10^5$ 경우 0.5C위치의 실제 받음각 5.4° 에서 이미 발생하였음을 유추할 수 있다.

(d)에서 0.5C와 1.0C위치에서의 난류강도는 (c)와 비교할 때 레이놀즈수에 따라 상당히 다른 특성을 나타낸다. $R_N=2.2 \times 10^5$ 인 경우 실제 받음각

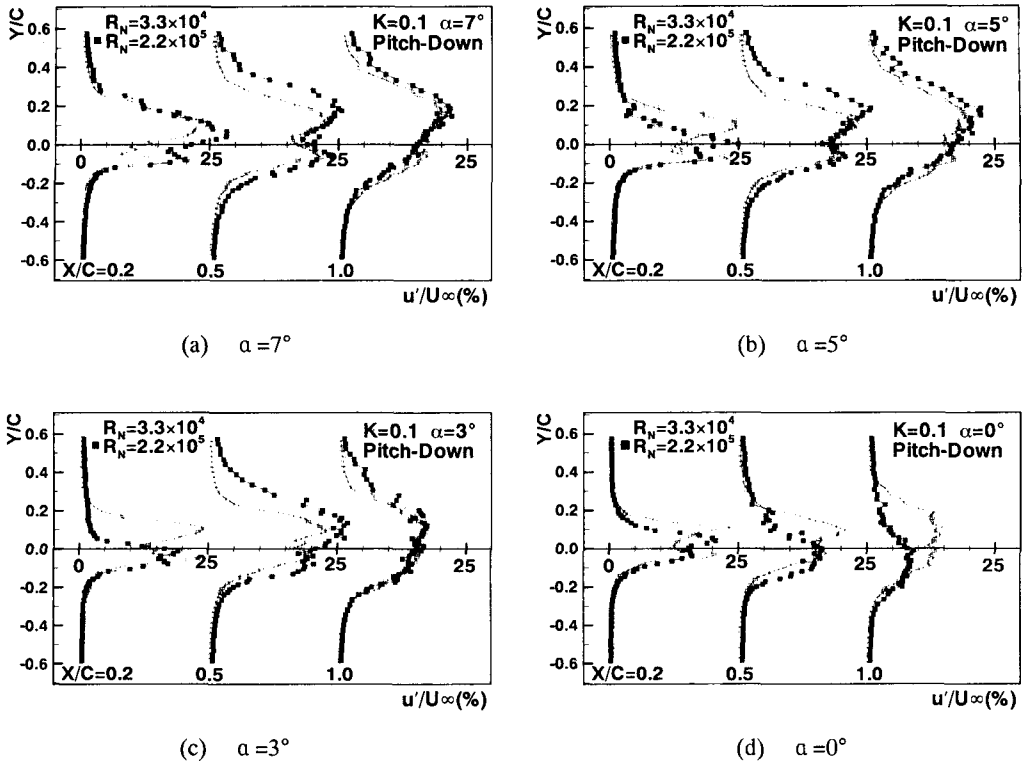


Fig. 6 Turbulence intensity profiles during the pitch-down motion

은 0.2C, 0.5C, 1.0C 등의 위치에서 각각 약 -3.4° , -4.0° , -4.7° 정도이다. 따라서 0.2C 위치에서의 난류강도는 에어포일의 실제받음각의 절대값이 작고 (c)에서와 비슷하므로 X축에 대칭인 현상을 나타내고 있다. 그러나 0.5C와 1.0C 위치에서의 난류강도는 레이놀즈수 증가함에 따라 (c)처럼 증가하지 않고 감소하는 것을 관찰할 수 있다. 이와 같은 현상은 0.5C와 1.0C에서의 실제 받음각이 음(-)의 최대 받음각 -5° 에서 pitch-up되므로 (에어포일의 +Y방향 최대받음각이 5° 라고 가정하는 경우 5° 에서 pitch-down운동하는 경우와 동일한 상황) $+25^\circ$ 에서 pitch-down중인 (c)의 경우와 다르게 된다. 따라서 진동하는 에어포일의 레이놀즈수에 따른 후류특성은 서로 다른 특성을 나타내는 임계 레이놀즈수가 존재하며, 각각의 하류위치에서의 유동특성은 위상지연을 보사한 실제받음각과 레이놀즈수에 따른 에어포일 표면에서의 분리현상과의 관계로 특징 지워진다.

4. 결론

타원형 에어포일이 무차원 진동수 $K=0.1$, 레이놀즈수 $R_N=3.3 \times 10^4$, 2.2×10^5 에서 순간받음각 -5° 에서 25° 로 진동할 때, 근접후류에서의 위상 평균 속도와 난류강도를 측정하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

- (1) 진동하는 에어포일의 축방향 속도결손은 근접후류에서 레이놀즈수가 3.3×10^4 에서 2.2×10^5 으로 증가함에 따라 감소하는 경향을 나타낸다.
- (2) 진동하는 에어포일이 pitch-up중일 때 난류강도 (u'/U_∞)는 근접후류(near wake)에서 레이놀즈수가 3.3×10^4 에서 2.2×10^5 으로 증가함에 따라 감소한다.
- (3) 진동하는 에어포일이 pitch-down중일 때 유동 분리현상이 발생하지 않은 낮은 순간받음각 (약 3° 미만)에서의 난류강도(turbulence intensity)는 레이놀즈수가 3.3×10^4 에서 2.2×10^5 으로 증가함에 따라 감소하는 특성을 나타낸다. 반면에 높은 순간받음각(약 5° 이상)에서의 난류강도는 레이놀즈수가 3.3×10^4 에서 2.2×10^5 으로 증가함에 따라 증가한다. 이것은 에어포일 표면에서의 서로 다른 유동 분리현상 때문이라 추정된다.

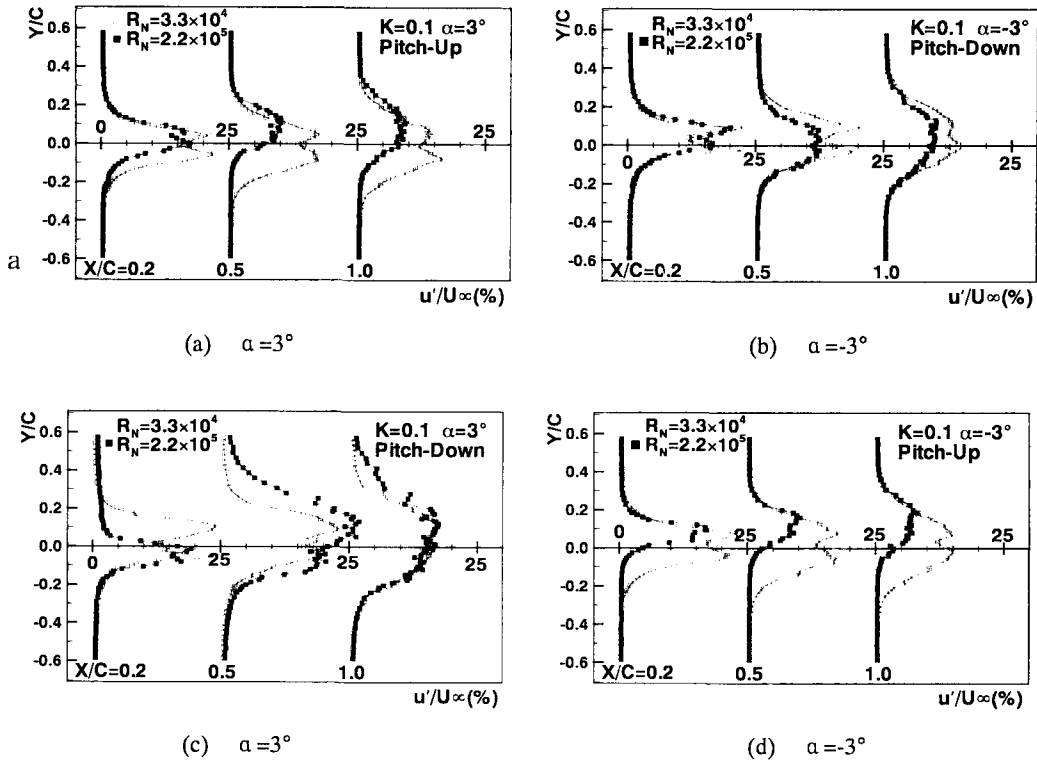


Fig. 7 Turbulence intensity profiles during the oscillation motion

(4) 진동하는 에어포일 근접후류에서 레이놀즈수에 따른 유동특성은 서로 다른 특성을 나타내는 입계 레이놀즈수가 존재하며, 각 하류위치에서의 유동특성은 일정한 받음각에서 두 레이놀즈수가 입계 레이놀즈수 전·후의 영역에 있는 경우 그 차이가 크게 나타난다.

(5) 에어포일의 단면 및 순간받음각이 대칭일지라도 +Y방향으로 움직이는 최대 받음각은 크고, -Y방향으로 움직이는 최대 받음각은 작은 경우(평균 받음각이 0° 가 아닌 경우) 속도분포와 난류강도 분포가 +Y축과 -Y축 진동 방향에 따라 상당히 다른 특성을 나타낸다. 이것은 주로 $\pm Y$ 방향 최대진폭 차이로 인한 실제받음각의 차이에 의한 것이다.

진동하는 에어포일 근접후류 영역에서의 후류는 순간 받음각과 레이놀즈수에 따른 에어포일 표면에서의 복잡한 유동현상의 영향을 받는다. 이러한 유동현상의 원인을 보다 분석적으로 규명하기 위해서는 에어포일 표면에서의 유동현상과 근접후류에서의 유동특성을 동시에 조사하여야

하며, 에어포일 경계층에서의 유동가시화와 정량적인 측정 등을 통하여 천이와 분리위치 등을 찾는 실험이나, 점성유체 모델을 사용하는 수치적 연구를 수행하여야 한다.

후 기

본 논문은 한국과학재단 목적기초연구과제 지원 연구비(R01-2002-000-00442-0)에 의해 수행된 연구의 일부이며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Ho, C. M. and Chen, S. H., 1981, "Unsteady Wake of a Plunging Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 19, No. 11, pp. 1492~1494.
- (2) Hah C., and Lakshminarayana B., 1982, "Measurement and Prediction of an Mean Velocity and Turbulence Structure in the Near Wake of an Airfoil," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 115, pp.

- 251~282.
- (3) De Ruyck, J. and Hirsch, C., 1983, "Instantaneous Turbulence Profiles in the Wake of an Oscillating Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 5, pp. 641~642.
- (4) Park, S. O., Kim, J. S., Lee B. I., 1990, "Hot-Wire Measurements of Near Wakes Behind an Oscillating Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 1, pp. 22~28.
- (5) Ohmi K., Coutanceau M., Loc T. P., Dulieu A., 1990, "Vortex Formation around an Oscillating and Translating Airfoil at Large Incidence," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 211, pp. 37~60.
- (6) Ohmi K., Coutanceau M., Daube O., Loc T. P., 1991, "Further Experiments on Vortex Formation around an Oscillating and Translating Airfoil at Large Incidences," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 225, pp. 607~630.
- (7) Mueller T. J., and Batill, S. M., 1982, "Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers," *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 4, pp. 457~463.
- (8) McGhee, R. J., and Walker B. S., 1989, "Performance Measurements of an Airfoil at Low Reynolds Numbers," Proceeding of the Low Reynolds Number Aerodynamics Conference, Notre Dame, Indiana, June 5~7, pp. 131~145.
- (9) Chang, J. W., Yoon, Y. H., and Eun, H. B., 2003, "Near-Wake Characteristics of an Oscillating NACA 4412 Airfoil," *AIAA Paper 2003-4086*, 21st Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida.
- (10) Kanevce, G. and Oka, S., 1973, "Correcting Hot-wire Reading for Influence of Fluid Temperature Variations," *DISA Information*, No. 15, pp. 21~24.
- (11) Chang, J. W. and Park, S. O., 1995, "A Visualization Study of Tip Vortex Roll-up of an Oscillating Wing," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 23, No. 2, pp. 16~23
- (12) Chang, J. W. and Park, S. O., 1999, "An Experimental Study of Tip Vortex Roll-up of an Oscillating Wing, Part I: Mean Velocity Field," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 27, No. 5, pp. 36~46.
- (13) Arena, A. V., Mueller T. J., 1980, "Laminar Separation, Transition, and Turbulent Reattachment near the Leading Edge of Airfoils," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 7, pp. 747~753.
- (14) Chang, J. W., and Park, S. O., 1999, "A Visualization Study of Tip Vortex Roll-up of an Oscillating Wing," *Journal of Flow Visualization and Image Processing*, Vol. 8, pp. 79~87.
- (15) Chang, J. W. and Park, S. O., 2000, "Measurements in the Tip Vortex Roll-up Region of an Oscillating Wing," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 6, pp. 1092~1095.
- (16) Chang, J. W. and Yoon, Y. H., 2002, "Camber Effects on the Near-Wake of Oscillating Airfoils," *Journal of Aircraft*, Vol. 39, NO. 4, July~August 2002, pp. 713~716.
- (17) Chang, J. W. and Park, S. O., 1999, "An Experimental Study of Tip Vortex Roll-up of an Oscillating Wing, Part II: Vorticity and Circulation," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 27, No. 6, pp. 1~10.